

French FR 943.005

Abstract

The purpose of the invention is to provide optimization for aircraft, which consist of the following when used separately or together:

To make the aircraft of the type of interest act in such a way that two wings are interconnected by a short fuselage or the like in such a way as to make a major contribution to lift, whereby the front wing accommodates the longitudinal or stabilizing controls, as well as flaps, and the rear wing accommodates the lateral or aileron controls, as well as flaps, and the center of gravity of the device is located in front of leading edge of the rear wing and in back on trailing edge of the front wing.

To give the front wing a unitary load that is larger than that of the rear wing, whereby the latter has a considerably larger surface area than that of the front wing, e.g. 1.25 to 2.5 times larger.

To give the rear wing a surface that is on the order of 1.2 to 3.3 times larger than that of the front wing, whereby a ratio equal to 3 is advantageously used in practice, although this ratio can also be on the order of 1.4 to 4.5.

To incline the leading and trailing edges of the rear wing toward the rear and to place a rudder with a fixed surface at or near each wing tip with a horizontal stabilizer, whereby the rudders are preferably activated independently of each other and each of them can be displaced toward the outside only.

To place a rudder at or near the rear of the fuselage or the like.

To place auxiliary shaped flaps on the rear wing, whereby the flaps are extendible and/or have variable curvatures and/or have slits.

To use the same control for the flaps and stabilizers when they are deployed so as to increase the useful surface of these components.

To operate the control mechanism in such a way that relatively correct angles are obtained for the front and rear flaps irrespective of the angle these flaps happen to be at while they are being extended and retracted.

The invention particularly aims to provide specific application modes as well as specific realization modes for the aforementioned optimizations. It is also particularly aimed at aircraft of the type in question, including using the aforementioned optimizations as well as the elements and controls of the aforementioned aircraft for new industrial products.

Miles Aircraft Ltd.

MINISTÈRE DE L'INDUSTRIE ET DU COMMERCE.

SERVICE DE LA PROPRIÉTÉ INDUSTRIELLE.

BREVET D'INVENTION.

Gr. 6. — Cl. 4.

N° 943.005

Perfectionnements apportés aux avions:

Société dite : MILES AIRCRAFT LIMITED résidant en Grande-Bretagne.

Demandé le 10 mars 1947, à 16^h 27^m, à Paris.

Délivré le 27 septembre 1948. — Publié le 24 février 1949.

(3 demandes de brevets déposées en Grande-Bretagne les 27 mars 1942, 27 avril 1943 et 29 août 1945; aux noms de Société dite : PHILLIPS & POWIS AIRCRAFT LIMITED, Société dite : MILES AIRCRAFT LIMITED et M. George Herbert MILES — Déclaration du déposant.)

La présente invention est relative à des avions sans queue et avec ailes en tandem et elle consiste, principalement, à faire comporter, aux avions du genre en question, deux ailes en tandem reliées entre elles par un fuselage court ou analogue, et contribuant fortement à la portance, l'aile avant portant les commandes longitudinales ou stabilisateurs et des volets, alors que l'aile arrière porte les commandes latérales (ou ailerons) et des volets, le centre de gravité de l'engin se trouvant en avant du bord d'attaque de l'aile arrière et en arrière du bord de fuite de l'aile avant. L'invention consiste, également, à donner à leur aile avant une charge unitaire plus grande qu'à l'aile arrière, cette dernière ayant une surface notablement plus grande que l'aile avant, par exemple de 1,25 à 2,5 fois plus grande. Elle supporte donc une partie importante de la charge totale (de l'ordre de 24 % à 62 %).

Spécifiquement, on donne à l'aile arrière une surface qui est de l'ordre de 1,2 à 3,3 fois plus grande que celle de l'aile avant, un rapport égal à 3 étant avantageusement utilisé en pratique bien que ce rapport puisse être de l'ordre de 1,4 à 4,5.

De préférence, on incline vers l'arrière les bords d'attaque et de fuite de l'aile arrière

et à ou à proximité de chaque extrémité de cette aile on établit un gouvernail de direction avec plan fixe, les gouvernails étant, de préférence, actionnés indépendamment et chacun de ceux-ci étant alors déplaçable seulement vers l'extérieur. Suivant une variante ou en supplément, on établit un gouvernail de direction à ou à proximité de l'arrière du fuselage ou analogue.

On peut faire comporter, à l'aile avant, des volets profilés auxiliaires, du type extensible et/ou à courbure variable et/ou à fentes.

L'avion à deux ailes, ainsi constitué, permet d'écarter divers inconvénients que présentent les avions ordinaires et d'obtenir certains avantages, comme indiqué ci-après :

a. Le déplacement permis du centre de gravité peut se faire avec une amplitude beaucoup plus grande qu'avec un avion ordinaire ou du type « canard »;

b. La possibilité d'utiliser des dispositifs de grande portance pour les deux ailes avec leur effet maximum; le fait que les deux ailes sont établies de part et d'autre du centre de gravité a pour effet de compenser les changements d'assiette produits par le déplacement du centre de pression sur chaque aile quand les dispositifs susdits sont mis en jeu;

c. La suppression du poids et de la traînée

des stabilisateurs et des gouvernes arrière qui ne participent en rien à la portance totale;

d. La suppression du poids et de la traînée d'un long fuselage qui est nécessaire pour que les gouvernes puissent exercer les moments nécessaires quand il s'agit d'avions ordinaires ou avec queue et volets;

e. La diminution du poids mort à cause de la réduction de l'envergure par suite du remplacement de l'aile unique par deux ailes dont la surface portante totale est égale mais dont les envergures sont plus petites;

f. L'élimination des variations d'assiette qui se produisent quand on se sert de dispositifs de grande portance et qui généralement nécessitent l'intervention de stabilisateurs ou de gouvernails de profondeur de grande étendue pour compenser nécessairement la poussée vers le bas, cette poussée neutralisant ainsi et d'une manière importante, les avantages obtenus par les dispositifs à portance élevée;

g. On améliore la visibilité du pilote pour des avions à moteur unique puisque le pilote peut être logé à l'avant et le moteur à l'arrière du fuselage;

h. La suppression de la traînée due à l'effet du vent d'hélice sur le fuselage dans le cas des avions mono-moteurs;

i. Une diminution de la traînée due au profil de l'aile à cause de la substitution d'un écoulement laminaire à un écoulement turbulent dû au vent d'hélice dans un avion ordinaire. Pour un avion à ailes en tandem à moteur unique un courant linéaire est obtenu sur l'envergure totale des deux ailes. Pour des avions à moteurs multiples, un pourcentage beaucoup plus élevé de la surface de l'aile se trouve en dehors du vent d'hélice que dans le cas des avions usuels ou en canard;

j. Une réduction de l'envergure et de la longueur du fuselage pour une superficie donnée de l'aile. Ceci procure cinq avantages comparativement aux avions usuels correspondants :

1° Pour un bombardier ou un avion de combat, la surface vulnérable est diminuée;

2° Pour les transports civils, l'espace des hangars ou garages est plus réduit;

3° Pour un avion monté à bord d'un porte-avions, les ailes ne doivent pas être repliées;

4° Pour tous les types d'avions, la manœuvrabilité est améliorée;

5° Le poids de l'ensemble est plus réduit.

k. On peut monter sur l'ensemble des ailes des installations motrices ayant des poids nettement différents entre eux sans que l'on rencontre les difficultés en ce qui concerne l'emplacement du centre de gravité et qui sont inévitables avec des avions usuels ou en canard. On peut, dans ces conditions, monter des moteurs de plus en plus puissants sur un type donné d'avions, à mesure que l'usage de ce type d'avions évolue, ainsi que cela se produit souvent en pratique et on peut même substituer des moteurs avec turbines à gaz et avec des difficultés réduites au minimum, aux moteurs usuels à mouvement alternatif.

l. On obtient une meilleure adaptation à un accroissement du rendement aérodynamique par suite de la succion produite par la couche limite puisque, pour un avion en tandem, celle-ci doit seulement agir sur l'aile avant et non pas sur la totalité de la surface portante comme dans le cas des avions ordinaires ou en canard.

Une amplitude exceptionnellement grande pour le mouvement du centre de gravité est rendue possible par l'agencement en tandem de l'aile de pair avec le mécanisme de manœuvre des gouvernes et des volets pour lequel les surfaces actives (c'est-à-dire les stabilisateurs ou ailerons) et les volets sont reliés de manière telle entre elles que l'angle d'incidence moyen de ces surfaces change avec la variation de la surface portante et/ou les variations de la courbure obtenue par suite de la manœuvre des volets (surtout quand les dites surfaces actives et lesdits volets sont reliés entre eux de manière telle que, lorsque ces derniers sont dégagés, ils peuvent être manœuvrés par la même commande que les surfaces actives en augmentant l'étendue de ces dernières). Cette disposition procure non seulement une zone très large pour le coefficient de portance de l'aile avant, mais constitue, en même temps, un moyen pour faire varier la surface portante disponible sans modifier le coefficient de portance. De cette manière, on peut faire varier la surface portante de l'aile à volonté afin qu'elle corresponde à la valeur optimum pour des conditions de charge données. De plus, la disposition constitue un moyen pour faire varier l'étendue disponible du stabilisateur pour la commande longitudinale et, dans ce sens, on peut modifier cette

surface utile à volonté afin qu'elle corresponde à n'importe quelle vitesse de vol. Le coefficient de portance peut être modifié par l'allongement ou le rabattement de volets profilés auxiliaires mobiles.

Le dessin ci-annexé montre, à titre d'exemple, quelques modes de réalisation de l'invention :

Les fig. 1 à 3 montrent, respectivement en plan, en vue de côté et en élévation, un avion à deux moteurs établi conformément à l'invention ;

La fig. 4 montre, en plan, une partie d'un avion établi suivant une variante ;

La fig. 5 montre, semblablement, un avion mono-moteur établi également selon l'invention.

L'avion montré sur les fig. 1 à 3 comprend un court fuselage 1 avec une aile avant 2 du type allongé et une aile arrière 3 du type surélevé, cette dernière comportant des bords d'attaque et de fuite inclinés vers l'arrière et portant à ses extrémités des ensembles 4 comprenant une surface ou plan fixe et un gouvernail de direction.

Suivant une variante, les gouvernes de direction peuvent être portées par les extrémités arrière des empenages 5 des moteurs. Les moteurs, logés respectivement dans les empenages 5 de gauche et de droite, entraînent des hélices 6. Une gouverne de direction supplémentaire 7 est établie à la queue du fuselage.

L'aile avant 2 a une surface moins grande que l'aile arrière 3, le rapport étant de l'ordre de 1:3 ; elle comporte des stabilisateurs extérieurs 8 et des volets intérieurs 9 du type à courbure variable, les stabilisateurs ne s'étendant pas sur toute l'envergure de l'aile.

L'aile arrière 3 comporte des volets 10 et des ailerons 11 à courbure variable. Les deux ailes 2 et 3 ont une section aérodynamique et sont placées avec un angle d'incidence positif. Le centre de gravité de l'avion se trouve en avant du bord d'attaque de l'aile arrière 3 et derrière le bord de fuite de l'aile avant 2.

L'avion montré sur la fig. 4 comporte une aile arrière 3 dont la surface est approximativement 3,2 fois plus grande que celle de l'aile avant 2. Egalement dans ce cas, le centre de gravité se trouve en avant du bord d'attaque de l'aile arrière et derrière le bord de fuite de l'aile avant. L'aile arrière comporte

aussi des bords d'attaque et de fuite inclinés vers l'arrière et chaque extrémité de cette aile porte un ensemble avec plan fixe et gouvernail de direction. Les gouvernails 4 peuvent être déplacés indépendamment l'un de l'autre, chacun de ces gouvernails pouvant seulement être déplacé vers l'extérieur et dans la direction suivant laquelle on veut faire tourner ou virer l'engin.

L'aile avant 2 porte des stabilisateurs 8 et des volets fendus 9 du type à courbure variable et extensible alors que l'aile arrière 3 porte des ailerons 11 et des volets et stabilisateurs auxiliaires 10a, 10b de profil aérodynamique et du type télescopique. Les volets 9 de l'aile avant sont déplacés angulairement par des volants 12 et quand ils sont dégagés, l'angle d'incidence moyen des stabilisateurs 8 est augmenté. Ils peuvent également être manœuvrés par la même commande (balai 13), que lesdits stabilisateurs de telle sorte qu'ils peuvent augmenter la surface de ces derniers. Les volets arrière 10a et 10b sont commandés par l'un des volants 12 et peuvent être actionnés indépendamment des volets avant ou en même temps que ces derniers. Dans ce dernier cas, et dès que le dégagement des volets avant a commencé, les volets arrière commencent à s'abaisser. L'agencement du mécanisme de commande peut être tel qu'il donne des angles relatifs exacts pour les volets avant et arrière et quelle que soit la valeur de ces angles au cours de l'allongement et de la rentrée desdits volets. Les ailerons 11 peuvent être commandés de la manière usuelle par le balai 13.

Sur les fig. 1 à 4, on a montré une propulsion par deux moteurs 5 établis sur l'aile arrière, mais il est évident que d'autres dispositions peuvent être adoptées.

La fig. 5 montre un avion pour lequel la surface de l'aile arrière 3 est approximativement 1,68 fois plus grande que celle de l'aile avant, les volets et autres gouvernes (non montrés) établis sur ces ailes étant en substance analogues à ceux décrits plus haut. La machine motrice 14 est établie à l'arrière du fuselage 1 et entraîne une hélice 15.

On considère généralement qu'il est essentiel de faire intervenir des volets d'atterrissage et l'avion tel que décrit plus haut convient tout particulièrement, par suite de l'agencement des ailes en tandem, au montage de

volets de grande étendue et du type à portance élevée et à courbure variable. On obtient, en outre, l'avantage qu'il est possible d'utiliser une charge unitaire plus grande pour l'aile que dans le cas des avions ordinaires. En établissant des volets de grande surface et du type à courbure variable sur les deux ailes, on obtient aucune modification substantielle du comportement de l'avion en vol quand on fait fonctionner les volets et l'encombrement total de l'engin peut être rendu beaucoup plus réduit que celui d'un avion du type ordinaire qui peut exécuter les mêmes performances et supporter la même charge. En ce qui concerne la réduction effective des dimensions d'un avion de chasse ou de combat militaire, d'un bombardier ou d'un avion de reconnaissance, on obtient l'avantage que la surface vulnérable de l'avion est fortement réduite et que son logement et sa manœuvre dans un espace limité sont considérablement simplifiés. De plus, l'avant de l'avion peut être agencé de manière que le pilote dispose d'un très grand champ de visibilité sans que le pare-brise risque d'être voilé par l'huile et des saletés, ce qui est particulièrement désirable pour des avions militaires.

Comme les surfaces portantes sont subdivisées de manière à former deux ailes ayant une étendue considérable, on peut adopter une envergure relativement faible pour l'aile et diminuer, en conséquence, les moments fléchissants agissant sur les poutres. La longueur du fuselage peut également être réduite considérablement et les charges arrière sont éliminées par l'absence d'une queue.

Le ou les moteurs peuvent être montés, pour ainsi dire, directement sur les poutres de l'aile qui se trouve plus en arrière, ce qui permet d'éliminer les structures ordinairement lourdes pour le montage du ou des moteurs.

Les tringles, tiges, câbles de commande ou les conduits contenant un fluide sous pression et aboutissant aux gouvernes réglables nécessaires aux volets peuvent être considérablement simplifiés et raccourcis comparativement à ceux utilisés pour les avions d'un type ordinaire.

La répartition des charges est particulièrement favorable pour des trains d'atterrissage à trois ou quatre roues. L'invention envisage également de se servir des béquilles d'infra-

structure écartées dans le sens latéral et escamotables qui peuvent venir se loger dans le fuselage et qui sont suffisamment établies à l'arrière pour qu'elles puissent être rentrées dans le corps de l'aile arrière et principale.

La totalité des charges telle que les passagers, les marchandises, les munitions, les bombes, les torpilles, l'équipement militaire, etc., peut être logée sans difficulté à proximité du centre de gravité de l'avion. Il est à noter que, dans tous les cas, le déplacement du centre de gravité au cours du fonctionnement de l'avion n'a aucune conséquence aussi sérieuse que celles qui se produisent lors du déplacement du centre de gravité dans les avions ordinaires.

Il est évident que le nombre de moteurs utilisés pour la propulsion de l'avion peut être quelconque et supérieur à un ou deux comme montré.

RÉSUMÉ.

L'invention a pour objet des perfectionnements apportés aux avions, lesquels perfectionnements, utilisés séparément ou en combinaison, consistent notamment :

A faire comporter, aux avions du genre en question, deux ailes en tandem reliées entre elles par un fuselage court ou analogue, et contribuant fortement à la portance, l'aile avant portant les commandes longitudinales ou stabilisateurs et des volets, alors que l'aile arrière porte les commandes latérales (ou ailerons) et des volets, le centre de gravité de l'engin se trouvant en avant du bord d'attaque de l'aile arrière et en arrière du bord de fuite de l'aile avant ;

A donner à leur aile avant une charge unitaire plus grande qu'à l'aile arrière, cette dernière ayant une surface notablement plus grande que l'aile avant, par exemple de 1,25 à 2,5 fois plus grande ;

A donner à l'aile arrière une surface qui est de l'ordre de 1,2 à 3,3 fois plus grande que celle de l'aile avant, un rapport égal à 3 étant avantageusement utilisé en pratique, bien que ce rapport puisse être de l'ordre de 1,4 à 4,5 ;

A incliner vers l'arrière les bords d'attaque et de fuite de l'aile arrière et à ou à proximité de chaque extrémité de cette aile, on établit un gouvernail de direction avec plan fixe, les gouvernails étant, de préférence, actionnés

indépendamment et chacun de ceux-ci étant alors déplaçable seulement vers l'extérieur ;

A établir un gouvernail de direction à ou à proximité de l'arrière du fuselage ou analogue ;

A faire comporter, à l'aile avant, des volets profilés auxiliaires, du type extensible et/ou à courbure variable et/ou à fentes ;

A utiliser une même commande pour les volets et les stabilisateurs quand ils sont dégagés pour augmenter la surface utile de ceux-ci ;

A agencer les commandes des volets avant et arrière de manière qu'elles puissent être manœuvrées simultanément ;

Et à agencer le mécanisme de commande de manière que l'on obtienne des angles rela-

tifs corrects pour les volets avant et les volets arrière quel que soit l'angle de ceux-ci au cours de leur allongement et de leur rentrée.

L'invention vise plus particulièrement certains modes d'application ainsi que certains modes de réalisation desdits perfectionnements ; et elle vise plus particulièrement encore, et ce à titre de produits industriels nouveaux, les avions du genre en question, comportant application desdits perfectionnements, ainsi que les éléments et commandes faisant partie desdits avions.

Société dite : MILES AIRCRAFT LIMITED.

Par procuration :

PIASSERAUD, DEVANT, GUTHMANN.

Pour la vente des fascicules, s'adresser à l'IMPRIMERIE NATIONALE, 27, rue de la Convention, Paris (15').

N 94303

Revue d'Etat
MOTS AUCUNES MOUTES

2 photos. - 21.1

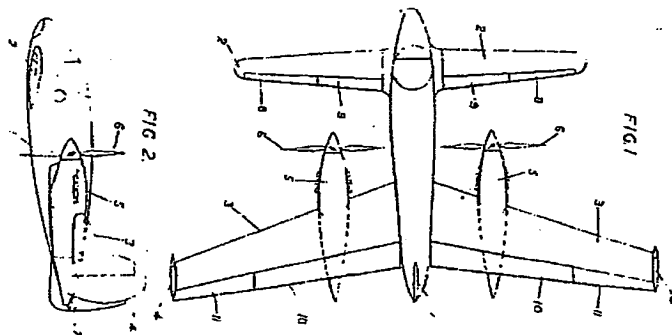


FIG. 1

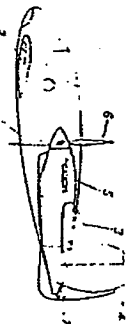


FIG. 2

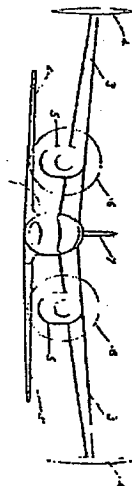
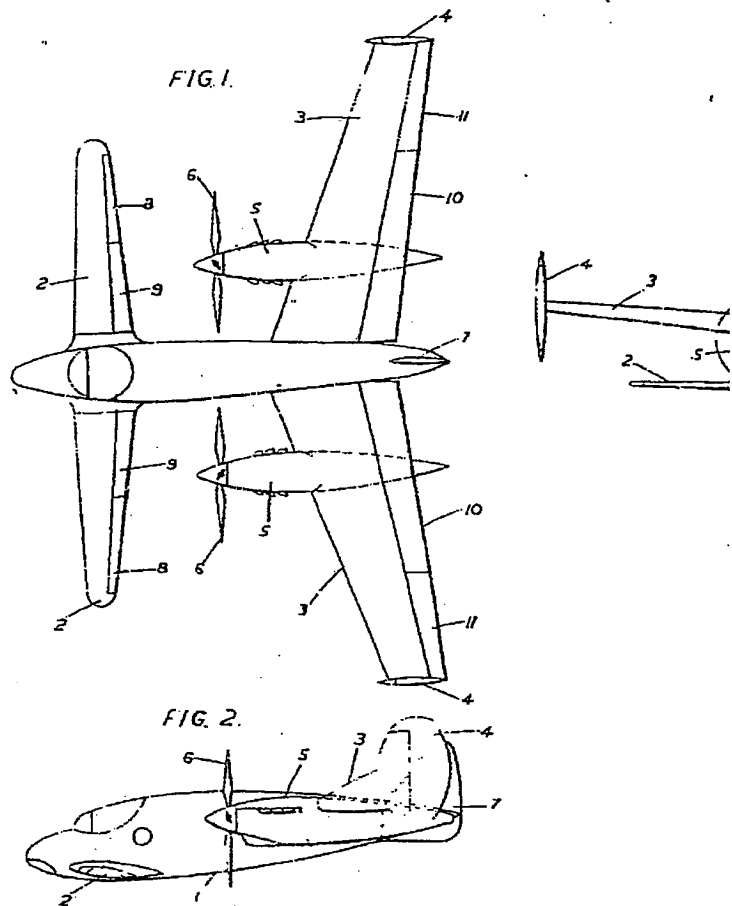


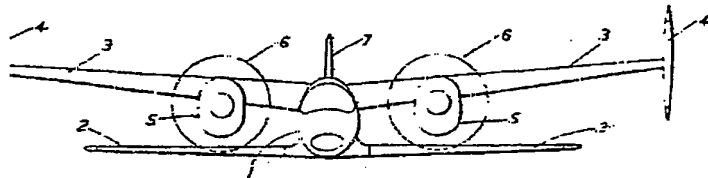
FIG. 3



Société dite:
Miles Aircraft Limited:

2 planches. — Pl. I

FIG. 3.



SP 943 003

Spokane City;
Killeb Aircraft Limited

3. Prototype - PL II

